

自适应循环发动机模式转换过渡态控制规律 设计方法研究*

郑俊超^{1,2}, 罗艺伟¹, 唐海龙³, 张纪元², 陈敏², 张扬军¹

(1. 清华大学 车辆与运载学院, 北京 100084;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
3. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191)

摘要: 作为航空动力宽适应性与多变量控制技术交叉融合的构型, 自适应循环发动机可工作于不同模式而获得推力或者耗油率的性能受益, 也带来典型任务剖面下发动机工作模式转换过渡过程控制规律设计问题。基于自适应循环发动机过渡态性能仿真模型, 针对模式转换过渡过程控制规律设计方法问题开展了相关研究, 提出了“中间状态”分阶段模式转换控制规律设计方法及“模式转换转速”等可调变量调整策略。结果显示, 模式转换前后低压转速上升0.38%, 推力下降0.06%, 表明该方法可保证典型工况下模式转换过程推力和发动机转速等参数连续变化。

关键词: 自适应循环发动机; 过渡态; 模式转换; 控制规律; 性能模型

中图分类号: V231 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 11-210607-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.210607

Design Method Research of Mode Switch Transient Control Schedule on Adaptive Cycle Engine

ZHENG Jun-chao^{1,2}, LUO Yi-wei¹, TANG Hai-long³, ZHANG Ji-yuan², CHEN Min², ZHANG Yang-jun¹

(1. School of Vehicle and Mobility, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: As an evolutionary variable cycle engine concept of wide adaptability and multivariable control techniques, the adaptive cycle engine can switch different operating modes in typical working conditions for thrust or specific fuel consumption performance gains. These operating modes lead to the mode switch transient state problems under typical mission profiles. Based on the adaptive cycle engine mode switch transient state performance model, relevant research on the design method of mode switch transient control schedule was carried out. The "intermediate state" mode switch control schedule design method by stages and the adjustable variable adjustment strategy such as "mode switch speed" were proposed. Results show that the low-pressure speed increases by 0.38% and the thrust decreases by 0.06% during mode switch, indicating that the method can guarantee continuous changes in thrust and other parameters including the engine speed during mode switch under typi-

* 收稿日期: 2021-09-01; 修订日期: 2021-12-10。

基金项目: 国家自然科学基金 (51206005; 51776010)。

作者简介: 郑俊超, 博士后, 研究领域为航空发动机总体性能。

通讯作者: 陈敏, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机总体性能。

引用格式: 郑俊超, 罗艺伟, 唐海龙, 等. 自适应循环发动机模式转换过渡态控制规律设计方法研究[J]. 推进技术, 2022, 43(11):210607. (ZHENG Jun-chao, LUO Yi-wei, TANG Hai-long, et al. Design Method Research of Mode Switch Transient Control Schedule on Adaptive Cycle Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11):210607.)

cal working conditions.

Key words: Adaptive cycle engine; Transition state; Mode switch; Control schedule; Performance model

1 引言

下一代先进飞行器高速高效^[1-3]、高机动性和低成本飞行等需求带动了很多革新的动力技术,而宽适应性航空发动机是其中发展的热点方向^[4]。深度学习、大数据^[5-6]等新一代技术与燃气轮机^[7-8]的深度结合催生了航空发动机多变量控制新技术^[9-11]。作为航空动力宽适应性与多变量控制技术交叉研究热点,自适应循环发动机(Adaptive cycle engine,简称ACE)通过诸多可调机构灵活调整,实现涵道比可调和工作模式可变,从而兼具涡喷发动机的高机动性和涡扇发动机的高经济性,能够适应未来复杂任务需求,实现全包线内性能优化。

上述技术特征使得自适应循环发动机在不同工况时通过调整涵道比与工作模式以获得推力增加或者耗油率降低,但这也导致其控制规律^[12-13]设计相对于传统航空发动机更加复杂且带来模式转换这一新过渡态的性能问题:发动机工作模式转换时需大幅调整几何结构,相应部件工作点会大范围移动,发动机稳定性短时间急剧变化;在考虑超转、超温、喘振、贫富油熄火、气动稳定性^[14]等传统约束外,控制规律设计还须兼顾模式转换中可能出现的回流倒流和燃烧不稳定等控制新约束。传统过渡态性能模型与控制规律设计方法^[15]主要针对加减速工况且以燃油规律设计为核心,难以支撑工作模式转换这一新过渡态的总体性能分析和应对上述新问题下的控制规律设计。由此,自适应循环发动机模式转换过渡态控制规律设计是区别传统构型过渡态性能研究首要攻破的技术难关,也是发挥自适应/变循环发动机多个模式性能优势亟需突破的关键瓶颈。

目前国内外对自适应循环发动机总体性能已进行了一定的研究:自适应循环发动机匹配机理和共

同工作分析^[16-17],最优匹配控制规律设计方法研究^[18]。陈敏等^[19-20]分析了自适应循环发动机不同构型节流特性。此外,在参数选取优化^[21-22]、不确定性分析^[23-25]、性能匹配^[26-27]、安装性能^[28-29]、性能寻优^[30]等方面也有一定的研究。Aygu等^[31-32]分析了自适应循环发动机可持续性 & 能源优化等问题。针对自适应循环发动机过渡过程研究较少,目前仅对变循环发动机过渡态性能建模^[33-34]、几何参数^[35]有一定的研究。针对涉及模式转换过程关键部件诸如模式选择阀门^[36-37]、可变涵道引射器^[38]等有一定的研究,针对变循环发动机模式转换控制规律设计有一定研究^[39],但是目前针对自适应循环发动机构型相关研究较少。

为此,本文建立适用于自适应循环发动机过渡态性能计算的仿真模型,针对模式转换过渡过程控制规律设计方法问题开展了相关研究,提出“中间状态”分阶段模切换控制规律控制设计方法及“模式转换转速”等可调变量调整策略。该研究可为自适应循环发动机模式转换控制规律详细设计提供可调变量设计边界依据,为自适应循环发动机典型工况发挥不同工作模式性能优势奠定基础。

2 自适应循环发动机工作原理及过渡态性能模型

2.1 工作原理

图1展示了三外涵自适应循环发动机的工作原理,其中三外涵各自的详细定义如下:经由核心机驱动风扇(Core driven fan Stage,简称CDFS)进入外涵的气流通道为第一外涵道;经由风扇出口,通过模式选择活门(Mode select valve,简称MSV)直接进入外涵的气流通道为第二外涵道;经由叶尖风扇的气流通道为第三外涵道。内涵为进入高压压气机(High

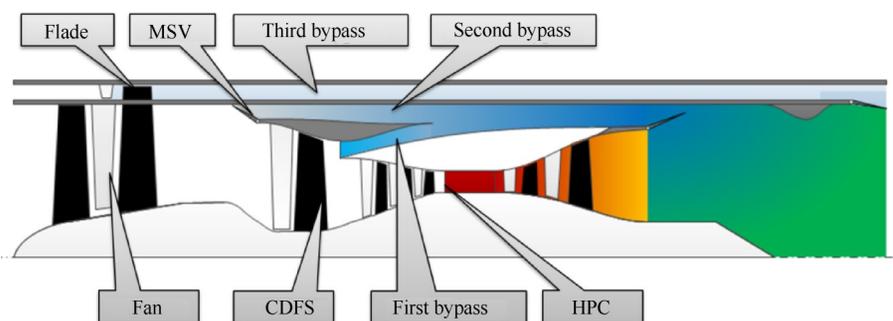


Fig. 1 Working principles and modes of adaptive cycle engines

pressure compressor,简称HPC)的核心机流道。通过协调控制各个外涵道的工作状态,三外涵自适应循环发动机可以实现4种工作模式,如表1所示。更多的自适应循环发动机工作原理介绍可见于文献[16-18]。

Table 1 Four working modes of adaptive cycle engines

Mode	First bypass	Second bypass	Third bypass
M1	Open	Close	Close
M13	Open	Close	Open
M2	Open	Open	Close
M3	Open	Open	Open

2.2 过渡态性能模型

自适应循环发动机总体性能模型采用部件法建立但与常规涡扇发动机相比有以下不同:该模型需考虑有4种不同工作模式;该模型工作点求解的残量方程组更加复杂;可调几何更加多样,输入控制参数成倍增加。总体性能计算的流程如图2所示,在通过设计点计算对通用部件特性进行耦合后进行非设计点计算,计算关键在于求解由发动机平衡方程衍生的非线性残量方程组,自适应循环发动机残量方程的数量与工作模式有关,详见表2。非设计点计算内容包含稳态性能计算和过渡态性能计算,两者的主要差别在于功率平衡方程的不同,求解过程也随之变化。

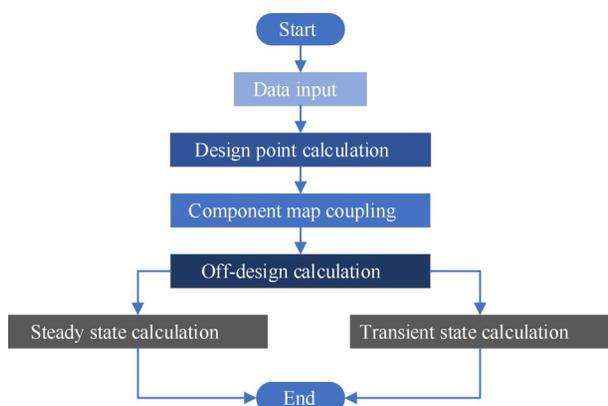


Fig. 2 Calculation process of the simulation model

Table 2 Residual equations for different working modes

Mode	Numbers of residual equations
M1	7
M2	7
M13	8
M3	8

过渡态性能建模多采用准稳态发动计算,即稳态性能计算中的功率平衡方程中添加转子功率动态项。过渡态性能计算所需额外参数:(1)飞行速度、飞行高度和大气条件;(2)转子惯性矩;(3)发动机动态过程的供油规律和可调几何的调节规律;(4)时间步长。

考虑转子动态项的功率平衡方程为

$$P_T \eta_m = P_C + 4\pi^2 I \cdot N \frac{dN}{dt} \quad (1)$$

式中 P_T 为涡轮功率, η_m 为机械效率, P_C 为压缩部件功率,单位均为 W; I 为转子转动惯量,单位为 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$; N 为转子转速,单位为 r/min 。

若转子功率动态项为 0,此式就衍变成稳态功率平衡方程。过渡态性能模型计算的流程如图3所示。可以看出,式中转子功率动态项存在微分形式,在性能仿真模型中用差分计算替代,转子转速对时间的导数相应变成了转速差与时间步长之比,高压转子功率残量方程为

$$P_{\text{HPT}} \eta_{\text{mh}} - P_{\text{HPC}} - P_{\text{CDFs}} - 4\pi^2 I_{\text{H}} \cdot N_2^k \frac{N_2^k - N_2^{k-1}}{\Delta t} = z_2 \quad (2)$$

式中 I_{H} 为高压转子转动惯量, N_2^k 为第 k 步高压转子转速, Δt 为时间步长, z_i 为残量方程残量。

低压转子过渡态残量方程因工作模式不同而不同。其中 M1 与 M2 模式的低压转子的过渡态残量方程为

$$P_{\text{LPT}} \eta_{\text{mL}} - P_{\text{Fan}} - 4\pi^2 I_{\text{L}} \cdot N_1^k \frac{N_1^k - N_1^{k-1}}{\Delta t} = z_4 \quad (3)$$

式中 I_{L} 是低压转子转动惯量, N_1^k 为第 k 步低压转子转速。

而对于 M13 与 M3 模式则是

$$P_{\text{LPT}} \eta_{\text{mL}} - P_{\text{Fan}} - P_{\text{Flade}} - 4\pi^2 I_{\text{L}} \cdot N_1^k \frac{N_1^k - N_1^{k-1}}{\Delta t} = z_4 \quad (4)$$

由于三外涵构型研究还处于预研与论证阶段,相关资料与实验数据少,无法真实详细地模拟出实际使用中模式选择活门与前可变涵道引射器的工作情况。但受制于研究现状,下述因素可能会影响过渡过程性能计算结果准确性:

- (1) 未考虑过渡过程部件容积效应;
- (2) 未考虑模式选择活门关闭时,第二外涵对第一外涵气流的扰动;
- (3) 无法模拟实际使用中模式选择活门打开的真实过程,仅以瞬间变化来表征,即一个时间步长前后模式选择活门状态切换;
- (4) 未考虑模式选择活门打开过程中,第二外涵气流与第一外涵气流逐渐掺混的真实过程。

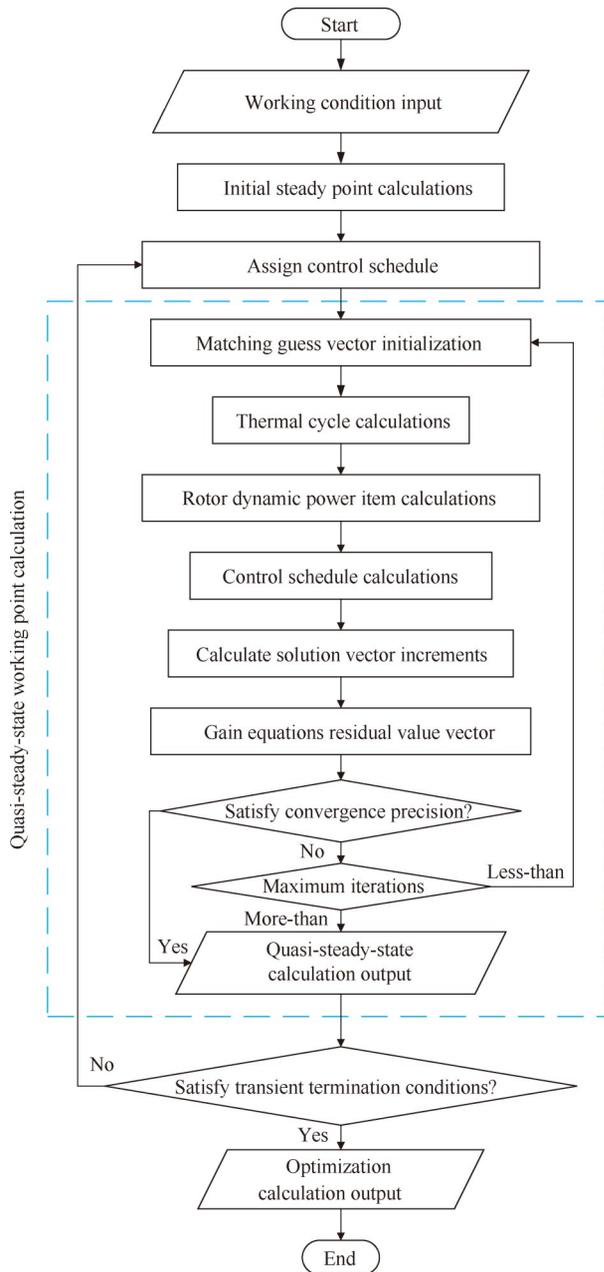


Fig. 3 Transition state performance calculation logic flow chart

模式转换性能仿真计算参数输入与加减速类似,包括时间步长、转子动态项;起始转速;可调几何调节规律以及燃油规律。但是模式转换过渡过程性能仿真计算终止条件与加减速过程不同:模式转换以发动机工作状态稳定为终止条件,即用高、低压转

速波动低于设定范围;加减速则以达到终止速度为终止条件。

3 自适应循环发动机模式转换过渡过程设计思路

3.1 模式转换过渡过程匹配机理

从表 1 可知,4 种工作模式主要区别在于第二、三外涵的打开与关闭。但为了满足发动机各部件共同工作条件,各个模式可调几何调整方案有很大差异,见表 3,其中概念从左至右分别为叶尖风扇可调静子导叶角度 VSV_{Flade} ,核心机驱动风扇可调静子导叶角度 VSV_{CDFs} ,高压压气机可调静子导叶角度 VSV_{HPC} ,模式选择活门变量 MSV ,后可变涵道引射器面积 A_{S2} ,低压涡轮喉道可调面积 VAN_{LPT} 和尾喷管喉道面积 A_8 (相关面积为无量纲参数,即当前面积与设计面积之比)。自适应循环发动机模式转换关键在于相关可调几何大幅度调整。

对于第三外涵而言,其工作情况由叶尖风扇可调静子导叶控制,该可调几何可连续调整且主要影响发动机低压转子功率平衡与总空气流量。在实际使用中,M1 或 M2 向 M13 或 M3 模式转换是叶尖风扇可调静子导叶角度不断调整的过程。M1 模式可当作 M13 模式叶尖风扇可调静子导叶角度最小的状态,M2 模式可当作 M3 模式叶尖风扇可调静子导叶角度最小的状态。

对于第二外涵则不同,如图 4 所示,第二外涵打开/关闭由模式选择活门控制,该调节结构不同于可调静子导叶,不可连续变化且切换时间很短。在第二外涵关闭时,第一外涵气经过前可变涵道引射器时仅需考虑流道总压损失问题;在第二外涵打开时,第一外涵气经过前可变涵道引射器时还要考虑与第二外涵的气流的掺混问题。第二外涵打开与关闭对整个发动机影响较大且存在状态瞬间切换的情况。因此,第二外涵状态切换是自适应循环发动机模式转换控制规律设计最需要研究的问题,即 M13 模式与 M3 模式之间的模式转换过程。本文主要围绕第二外涵模式转换问题开展相关

Table 3 Reference values of steady-state variable geometric regulation rules under different working modes

Mode	$VSV_{Flade}/(^{\circ})$	$VSV_{CDFs}/(^{\circ})$	$VSV_{HPC}/(^{\circ})$	MSV	A_{S2}	VAN_{LPT}	A_8
M1	-85	0	0	Close	0.20	1.10	1.0
M13	0	0	0	Close	0.20	1.10	1.0
M2	-85	-30	-15	Open	1.00	1.00	1.0
M3	0	-30	-15	Open	1.00	1.00	1.0

研究。

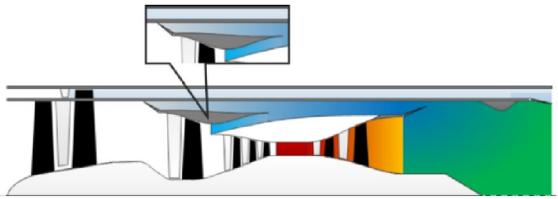


Fig. 4 Schematic diagram of the mode selection valve and the front variable area bypass injector

3.2 “中间状态”模式转换思路及关键变量

从时间维度上说,模式转换过程十分短暂,通常只有几秒钟时间。因此,在短时间内可调几何大幅度调整时,发动机能正常且稳定工作是关键,也是模式转换设计思路的初衷与控制规律设计的边界。模式转换过渡过程发动机正常且稳定工作从以下方面剖析:

模式转换过程相关可调几何大幅度调整,但在模式选择活门状态切换瞬间,相关可调几何变量极小可视为定值。为确保发动机模式选择活门打开/关闭前后能正常工作,就须寻求一组几何调整方案能保证 M13 模式与 M3 模式都能正常工作且不会出现喘振、超转等问题。从性能仿真计算角度来说,就是寻求一组 M13 模式与 M3 模式工作点均有解的几何调整方案。为此,发动机除模式选择活门外其它可调几何一致时在 M13 模式与 M3 模式均可正常工作的状态定义为“中间状态”。

带叶尖风扇三外涵自适应循环发动机有多个可调几何,要寻找一组中间状态可调几何调整方案并非难事,但还需要发动机在处于两种模式中间状态时推力及流量应当变化不大以保证工作稳定,推力连续。通过对该构型稳态节流研究可知,发动机处于 M13 模式与 M3 模式时会在某一个转速下推力相等,可见于图 5。此时在 M13 模式中间状态与 M3 模式中间状态推力相同的转速下切换就可确保发动机推力稳定。那么,两个模式中间状态推力相同对应转速定义为“模式转换转速”,两个模式中间状态随转速变化推力线交叉点定义为“模式转换点”。

上述的中间状态可调几何调整方案是模式转换过程需要遵循的可调几何设计思路,而模式转换转速则是模式转换过程需要遵循的转速设计思路。模式转换过程以 M13 模式转换到 M3 模式为例,见于图 6,可拆解为 3 个阶段:

(1) 预调整阶段:从 M13 模式初始状态调整到 M13 模式的中间状态。

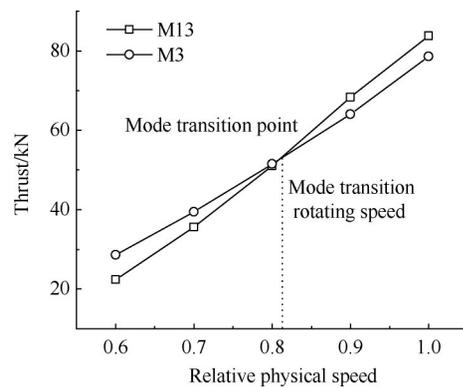


Fig. 5 Schematic diagram of thrust varying with speed during throttling in mode M13 and M3

(2) 切换阶段:从 M13 模式中间状态模式选择活门打开切换到 M3 模式中间状态。

(3) 后调整阶段:从 M3 模式中间状态调整到 M3 模式终止状态。

整个模式转换过渡过程控制规律针对这 3 个阶段 4 种状态来设计,其关键是 M13 模式与 M3 模式中间状态可调几何调整方案与模式转换转速。

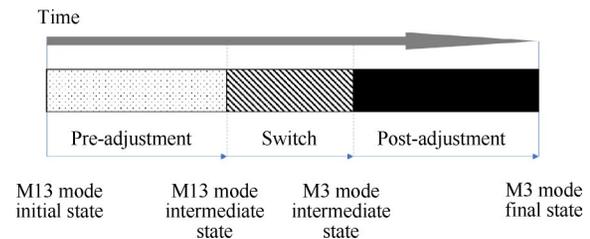


Fig. 6 Schematic diagram of mode switch process

考虑到整个过渡过程时间很短且实际可调几何机构控制问题,整个模式转换过程可调几何须单调连续变化,也就是说两个模式中间状态可调几何设定值应介于起始状态与终止状态可调几何设定值之间。这是过渡过程控制规律设计须要遵循的约束之一。

不仅整个过渡过程可调几何应单调连续,为保证飞行器能稳定工作,其推力也应当波动不大。根据前文模式使用分析可知,M13 模式初始状态与 M3 模式终止状态会出现推力相等的情况,如图 7 所示,将推力相等时刻对应的转速定义为“临界切换转速”,临界切换转速对应两条推力线相交的点定义为“临界切换点”。若 4 个状态的推力随转速变化关系恰好重合在同一点时,即模式转换点与临界切换点恰好重合时,从 M13 模式初始状态切换到 M3 模式终止状态,转速不变而且推力也不变,即等推力模式转换。此时两个模式中间状态的模式转换转速恰好与

临界切换转速重合,在此处进行模式转换时推力与转速波动最小。

在 M13 模式与 M3 模式的随转速变化推力线包络的锐角区域,即图 7 中阴影部分内,同一转速下推力介于 M13 与 M3 模式之间。若模式转换点在此区域时,可以保证在模式转换过渡过程中 4 个状态的推力是单调变化的,这样也可以保证发动机在切换过程中有较好的稳定性。此区域可实现变推力模式转换。但是对于图 7 中 M13 模式与 M3 模式的起始/终止推力线包络的钝角非阴影区域,若模式转换点落在在此区域时,从初始状态预调整到中间状态切换然后再调整到终止状态时,推力变化不再单调,影响发动机进行模式转换的稳定性。这一区域并不适合进行模式转换。

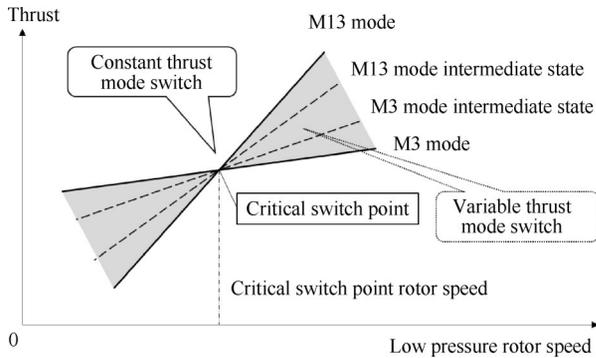


Fig. 7 Schematic diagram of relationships between different states in mode switch process

结合前文有关典型任务剖面下不同工作模式的使用分析可知,M13 模式向 M3 模式转换的过程发生在由爬升状态切换到巡航状态之时,此时发动机处于推力需求逐渐下降的趋势,故而 M13 模式切换到 M3 模式应在大于或等于临界切换转速的区域进行切换,这样可以保证推力单调连续变化。反之,M3 模式切换到 M13 模式是为了追求更大推力,那么则是应在小于或等于临界切换转速的区域进行切换以保证推力的单调变化。

推力单调连续是整个模式转换可调几何调整方案设计的目标,但是实际使用中发动机的推力需要考虑与进气道匹配的问题,尤其是不可调进气道,进发不匹配将导致严重的进气道损失。即使计算的发动机非安装推力很理想,但由于产生了溢流阻力而使得安装性能并不理想。故而,在进行模式转换的时候还需要考虑到发动机总空气流量的变换。通过之前的研究可知,推力与总空气流量可通过叶尖风扇可调静子导叶与主喷管喉道面积的调节来满足其

需求。

以上是模式转换过渡过程中关于可调几何调整方案的约束条件,过渡过程的控制规律还包含了燃油规律。该规律给根据计算的 4 个状态稳态点得到对应的换算燃油流量而得到。总结一下模式转换过程控制规律设计思路:

- (1) 根据模式转换过渡过程起始状态与终止状态的可调几何设定值确定中间状态可调几何变化范围。
- (2) 确定保证发动机正常工作的两个模式中间状态几何调整方案。
- (3) 调整叶尖风扇可调静子导叶与主喷管喉道面积,使得模式转换点位于临界转换点相邻区域,以此确保发动机切换前后推力和流量变化不大。
- (4) 根据模式转换转速下 4 个状态的稳态点确定燃油规律。

3.3 “中间状态”模式转换算例分析

基于上述模式转换设计思路,本节针对典型工况下的模式转换过渡过程开展算例的验证。

通过前文关于不同工作模式典型工况下模式使用分析可知,在亚声巡航时 M13 模式向 M3 模式转换可获得耗油率下降的收益。因此,本算例选取亚声巡航工况点(高度 11km,速度 $Ma=0.8$)作为模式转换过渡过程的计算工况,过渡态计算的其它必要参数见表 4。

Table 4 Important parameters set for mode switch

Parameter	Value
Time step/s	0.02
Inertia of low pressure rotor/($\text{kg}\cdot\text{m}^2$)	7.0
Design speed of low pressure rotor/(r/min)	9170
Inertia of high pressure rotor/($\text{kg}\cdot\text{m}^2$)	6.0
Design speed of low pressure rotor/(r/min)	1.5×10^4
Afterburner working condition	No

根据上一节模式转换设计思路,基于性能仿真模型,经过计算与调试,得出可实现等推力模式转换的可调几何调整方案,随时间变化见图 8,方案设置见表 5。计算这 4 个状态的节流线来确定临界切换点的转速与模式转换点的转速,见图 9。从图 9(a)中可以看出,在此调整方案下,M13 模式起始状态与 M3 模式终止状态节流线的临界切换点与 M13 模式中间状态与 M3 模式中间状态节流线的模式转换点重合。模式转换低压相对物理转速是 0.79。图 9(b)可以看出,从 M13 模式起始状态过渡到 M3 模式中间状态,

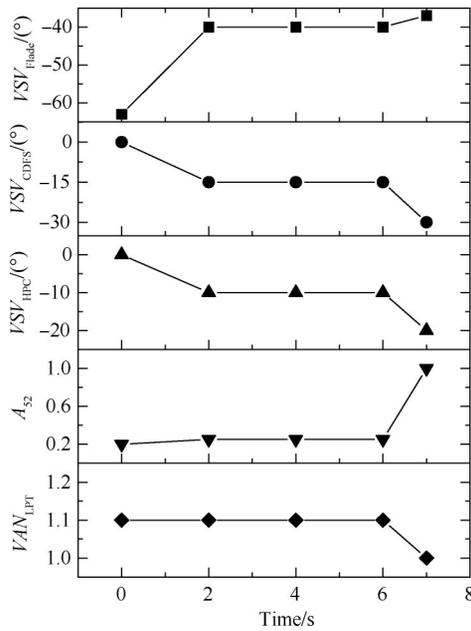


Fig. 8 Adjustment scheme of variable geometries during mode switch

总空气流量逐渐变大。因此,以此模式转换低压相对物理转速 0.79 与上述 4 个稳态点作为过渡过程控制规律设计参考,可以保证发动机在模式转换过程推力及转速乃至发动机的性能稳定。模式转换低压转速下这 4 种状态稳态点更加详细的性能参数

见表 6。

性能仿真所得的切换前后主要性能参数统计见表 7,表 8。这里用相对极差来描述转速波动程度,即

$$\text{相对极差} = \frac{\text{最大值} - \text{最小值}}{\text{平均值}} \times 100\% \quad (5)$$

由表 7 可知,整个过程低压相对物理转速由起始 0.790 变化到 0.793,上升的 0.38%,几乎不变。整个过程中,低压相对物理转速最小值是 0.775,最大值是 0.828,相对极差为 6.70%。而高压相对物理转速由起始 0.766 变化到 0.824,上升 7.57%。整个过程中,高压相对物理转速最小值是 0.766,最大值是 0.865,相对极差为 11.99%。

从图 8 中可以看出,设计的控制规律能保证发动机在等推力模式转换过程中推力由起始 15.64kN 变化到 15.63kN,仅有 0.06% 的小幅波动,最小值是 15.31kN,最大值是 16.67kN,相对极差为 8.74%,在模式选择活门瞬间打开前后波动最大。对于总空气流量而言,其值由 121.3kg/s 增至 136.2kg/s,上升 12.28%。对于涡轮前温度而言,其值由 1364K 变为 1346K,下降 1.32%。

性能分析结果验证了模型切换思路的可行性和有效性,该思路可用于详细的控制规律设计。

Table 5 Variable geometric settings for four mode states during the mode switch process

Variable geometry	M13 initial	M13 intermediate	M3 intermediate	M3 termination
Fan on blade variable stator vane $VSV_{Flader}/(^{\circ})$	-63	-40	-40	-37
Core driven fan stage variable stator vane $VSV_{CDFS}/(^{\circ})$	0	-15	-15	-30
High pressure compressor variable stator vane $VSV_{HPC}/(^{\circ})$	0	-10	-10	-20
Front variable area bypass injector A_{22}	1	1	1	1
Rear variable area bypass injector A_{s2}	0.2	0.25	0.25	1.0
High pressure turbine variable area nozzle $VAN_{HPT}/(^{\circ})$	1	1	1	1
Low pressure turbine variable area nozzle $VAN_{LPT}/(^{\circ})$	1.1	1.1	1.1	1
Nozzle throat section A_8	1	1	1	1

Table 6 Related performance parameters at low pressure speed in mode switch

Parameter	M13 initial	M13 intermediate	M3 intermediate	M3 termination
Thrust F/N	15641.17	15643.13	15641.58	15654.59
Specific thrust $F_s/(N/(kg/s))$	348.94	316.7	319.87	312.3
Total air flow $W_a/(kg/s)$	121.31	133.68	132.34	135.66
Turbine front temperature T_{t4}/K	1363.98	1287.25	1287.49	1344.59
Total bypass ratio B	0.7	0.74	0.7	1.09
First bypass ratio B_1	0.44	0.35	0.16	0.17
Second bypass ratio B_2	0	0	0.13	0.39
Third bypass ratio B_3	0.18	0.29	0.29	0.29
Converted fuel flow $W_{fc}/(kg/s)$	0.4637	0.4383	0.4429	0.4294

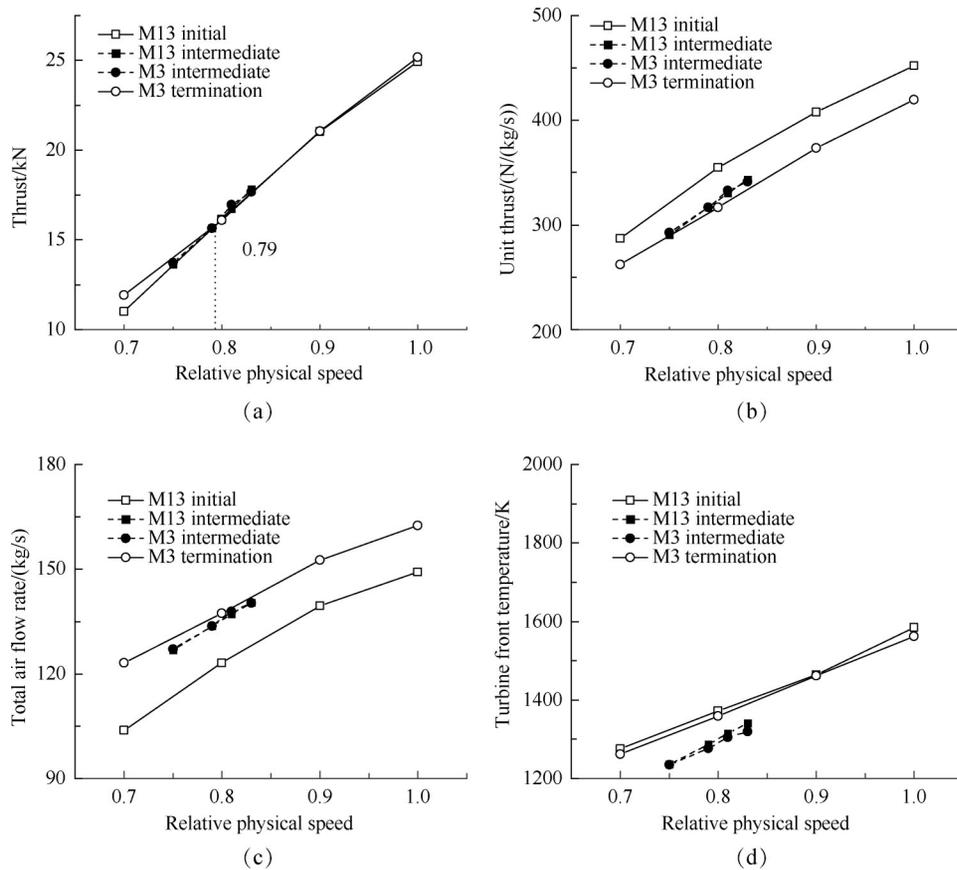


Fig. 9 Performance parameters of throttling processes during mode switch

Table 7 Speed related parameters during mode switch

Parameter	Low pressure rotor	High pressure rotor
Initial relative physical speed	0.790	0.766
Terminate relative physical speed	0.793	0.824
Relative change/%	0.38	7.57
Minimum relative physical speed	0.775	0.766
Maximum relative physical speed	0.828	0.865
Average relative physical speed	0.790	0.826
Relative range/%	6.70	11.99

Table 8 Performance related parameters during mode switch

Parameter	Thrust/kN	Total air flow/(kg/s)	Turbine front temperature/K
Initial value	15.64	121.3	1364
Terminate value	15.63	136.2	1346
Relative change/%	-0.06	12.28	-1.32

4 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1) 自适应循环发动机可通过多个可调几何调整实现不同工作模式时节流工作线交汇,此时交汇

点推力相等,该状态为不同工作模式的中间状态,此状态适宜发动机打开/关闭模式转换活门。中间状态时不同工作模式节流线交汇点处推力相等为模式转换点,在此处进行模式转换可实现等推力模式转换。

(2) 以中间状态模式转换为基础可见整个切换过程拆解为三个阶段:预调整阶段、切换阶段和后调整阶段。整个模式转换过程可调几何须单调连续变化,推力连续且波动不大,中间状态可调几何设定值应介于起始状态与终止状态可调几何设定值之间。

(3) 采用模式转换“中间状态”分阶段转换控制规律控制设计方法进行模式转换算例可知,模式转换前后低压转速上升0.38%,推力下降0.06%,确保了切换前后发动机的稳定性,成功实现等推力切换,验证了模式转换思路的可行性和有效性。

致谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

[1] Chen M, Jia Z, Tang H. Research on Integrated Design of Multi-Variable Combination Adjusting Laws of Inlet/TBCC Engine[J]. *Energy Procedia*, 2019, 158: 1598-1605.

[2] Chen M, Jia Z, Tang H, et al. Research on Simulation

- and Performance Optimization of Mach 4 Civil Aircraft Propulsion Concept[J/OL]. *International Journal of Aerospace Engineering*, DOI: 10.1155/2019/2918646, 2019.
- [3] Yu X, Wang C, Yu D. Configuration Optimization of the Tandem Cooling-Compression System for a Novel Pre-cooled Hypersonic Airbreathing Engine [J/OL]. *Energy Conversion and Management*, DOI: 10.1016/j.enconman.2019.111827, 2019.
- [4] Dong P, Tang H, Chen M. A Trade-Off Analysis on the Paralleled Heat Release and Compression System of a Hypersonic Aeroengine [J]. *Energy Procedia*, 2019, 158: 1530-1536.
- [5] Chen H, Zhang H, Xi Z, et al. Modeling of the Turbofan with an Ejector Nozzle Based on Infrared Prediction [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 159(6).
- [6] Tang S, Tang H, Chen M. Transfer-Learning Based Gas Path Analysis Method for Gas Turbines [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 155: 1-13.
- [7] Yu X, Wang C, Yu D. Thermodynamic Design and Optimization of the Multi-Branch Closed Brayton Cycle Based Precooling-Compression System for a Novel Hypersonic Aeroengine [J]. *Energy Conversion and Management*, 2020, 205(1).
- [8] Yu X, Wang C, Yu D. Minimization of Entropy Generation of a Closed Brayton Cycle Based Precooling-Compression System for Advanced Hypersonic Airbreathing Engine [J]. *Energy Conversion and Management*, 2020, 209(4).
- [9] Fulara S, Chmielewski M, Gieras M. Variable Geometry in Miniature Gas Turbine for Improved Performance and Reduced Environmental Impact [J]. *Energies*, 2020, 13(19).
- [10] Pan M, Cao L, Zhou W, et al. Robust Decentralized Control Design for Aircraft Engines: A Fractional Type [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(2): 347-360.
- [11] Lu F, Jiang C, Huang J, et al. A Multi-Rate Sensor Fusion Approach Using Information Filters for Estimating Aero-Engine Performance Degradation [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(7): 1603-1617.
- [12] Cao D, Bai G. A Study on Aeroengine Conceptual Design Considering Multi-Mission Performance Reliability [J]. *Applied Sciences*, 2020, 10(13).
- [13] Cao D, Bai G. DNN-Based Surrogate Modeling-Based Feasible Performance Reliability Design Methodology for Aircraft Engine [J]. *IEEE Access*, 2020(8): 229201-229218.
- [14] Ferlauto M, Marsilio R. Numerical Simulation of the Unsteady Flowfield in Complete Propulsion Systems [J]. *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, 2018, 5(3): 349-362.
- [15] Xu S, Zhu Z, Liu Z, et al. Research on the Starting Characteristics and Control Law of Two Spool Turbofan Engine [J]. *Energy Procedia*, 2019, 158: 1765-1771.
- [16] Zheng J, Tang H, Chen M, et al. Equilibrium Running Principle Analysis on an Adaptive Cycle Engine [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 132: 393-409.
- [17] Junchao Z, Min C, Hailong T. Matching Mechanism Analysis on an Adaptive Cycle Engine [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(2): 706-718.
- [18] Zheng J, Tang H, Chen M. Optimal Matching Control Schedule Research on an Energy System [J]. *Energy Procedia*, 2019, 158: 1685-1693.
- [19] Chen Min, Zhang Jiyong, Tang Hailong. Performance Analysis of a Three-Stream Adaptive Cycle Engine During Throttling [J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2018(8): 1-16.
- [20] Lyu Y, Tang H, Chen M. A Study on Combined Variable Geometries Regulation of Adaptive Cycle Engine during Throttling [J]. *Applied Sciences*, 2016, 6(12): 374.
- [21] 马松, 谭建国, 王光豪, 等. 基于飞发一体化的自适应循环发动机参数优化研究 [J]. *推进技术*, 2018, 39(8): 1703-1711. (MA Song, TAN Jian-guo, WANG Guang-hao, et al. Study on Characteristics Optimization of Adaptive Cycle Engine Based on Aircraft-Engine Integrated Analysis [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(8): 1703-1711.)
- [22] Xu Y, Tang H, Chen M. Measurement Parameter Selection on Adaptive Cycle Engine Gas Path Fault Diagnosis [J]. *Energy Procedia*, 2019, 158: 1646-1652.
- [23] Chen M, Zhang J, Tang H. Interval Analysis of the Standard of Adaptive Cycle Engine Component Performance Deviation [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 81: 179-191.
- [24] Zhang J, Tang H, Chen M. Linear Substitute Model-Based Uncertainty Analysis of Complicated Non-Linear Energy System Performance (Case Study of an Adaptive Cycle Engine) [J]. *Applied Energy*, 2019, 249: 87-108.
- [25] Zhang J, Tang H, Chen M. Robust Design Methodologies to the Adaptive Cycle Engine System Performance: Preliminary Analysis [J]. *Energy Procedia*, 2019, 158: 1521-1529.
- [26] Meng X, Zhu Z, Chen M, et al. A Matching Problem Between the Front Fan and Aft Fan Stages in Adaptive Cycle Engines with Convertible Fan Systems [J]. *Energies*, 2021, 14(4).
- [27] Meng X, Zhu Z, Chen M. Performance Optimization of Adaptive Cycle Engine During Subsonic Climb [J]. *Ener-*

- gy Procedia*, 2019, 158: 1613–1619.
- [28] Chen H, Zhang H, Hu Z, et al. The Installation Performance Control of Three Ducts Separate Exhaust Variable Cycle Engine[J]. *IEEE Access*, 2019(7): 1764–1774.
- [29] Chen H, Zhang H, Wang Y, et al. Installation Characteristics of Variable Cycle Engine Based on Inlet Flow Matching[J]. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 2019, 38(3).
- [30] Chen H, Zheng Q, Gao Y, et al. Performance Seeking Control of Minimum Infrared Characteristic on Double Bypass Variable Cycle Engine [J/OL]. *Aerospace Science and Technology*, DOI: 10.1016/j.ast.2020.106359, 2021.
- [31] Aygun H, Cilgin M E, Ekmekci I, et al. Energy and Performance Optimization of an Adaptive Cycle Engine for Next Generation Combat Aircraft [J]. *Energy*, 2020, 209(7).
- [32] Aygun H, Turan O. Exergetic Sustainability Off-Design Analysis of Variable-Cycle Aero-Engine in Various Bypass Modes[J]. *Energy*, 2020, 195(1).
- [33] Au Yu B, Au Miao R, Au Shu W. A Rapid Method for Modeling a Variable Cycle Engine[J/OL]. *Journal of Visualized Experiments*, DOI:10.3791/59151, 2019.
- [34] 贾琳渊, 陈玉春, 程荣辉, 等. 变循环发动机过渡态性能直接模拟方法[J]. *航空学报*, 2020, 41(12): 57–69.
- [35] 贾琳渊, 陈玉春, 谭 甜, 等. 变几何参数对变循环发动机过渡态性能的影响分析[J]. *推进技术*, 2020, 41(8): 1681–1691. (JIA Lin-yuan, CHEN Yu-chun, TAN Tian, et al. Analysis for Influence of Variable Geometry Parameters on Transition State Performance of Variable Cycle Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(8): 1681–1691.)
- [36] 刘宝杰, 王若玉, 梁彩云, 等. 变循环压缩系统涵道流动计算模型及模式转换倒流判据研究[J]. *推进技术*, 2021, 42(9): 1976–1984. (LIU Bao-jie, WANG Ruo-yu, LIANG Cai-yun, et al. A CFD Model for Bypass Flow in Variable Cycle Engine Compression Systems and Criterion to Predict Flow Recirculation During Mode switch [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(9): 1976–1984.)
- [37] 刘宝杰, 王若玉, 于贤君. 模式选择阀开度对变循环压缩系统匹配的影响[J]. *工程热物理学报*, 2020, 41(3): 562–572.
- [38] 周 红, 王占学, 刘增文, 等. 可变面积涵道引射器对变循环发动机性能影响[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(12): 2842–2850.
- [39] 郝 旺, 王占学, 张晓博, 等. 变循环发动机模式转换建模及控制规律设计方法研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(1). (HAO Wang, WANG Zhan-xue, ZHANG Xiao-bo, et al. Mode Switch Modeling and Control Law Design Method of Variable Cycle Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(1).)

(编辑:史亚红)